

И.К. Костенко

**Летающие модели
планеров**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
И11

И11 **И.К. Костенко**
Летающие модели планеров / И.К. Костенко – М.: Книга по Требованию, 2021. – 144 с.

ISBN 978-5-458-25070-2

Модель планера не менее интересна, чем модель самолета. Можно сконструировать такую простую модель планера, которая сможет быть построена модельстом, как первая летающая модель, и полетами своими прельстит его не хуже моторной модели, на которую он потратил бы больше времени. Летающие модели планеров могут служить для экспериментирования при работе над самолетами новых форм, быть хорошим учебным пособием при изучении планирующего и парящего полета в планерных школах, авиавтузах, для демонстрации на лекциях и пр. Модель планера можно использовать и в качестве мишени при стрельбах зенитной артиллерии. Эта книга и является первым руководящим пособием по моделям планеров. И способна дать квалифицированному моделисту необходимый материал.

ISBN 978-5-458-25070-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2021

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2021

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



Серия Книжный Ренессанс

www.samizday.ru/reprint

дели планера простой механизм, который сможет внезапно менять режим ее полета. Примером такого механизма служит ветрянка (фиг. 2), имеющая ось с винтовой нарезкой; эта ось по мере вращения ветрянки от встречного потока воздуха выворачивается из муфты; после

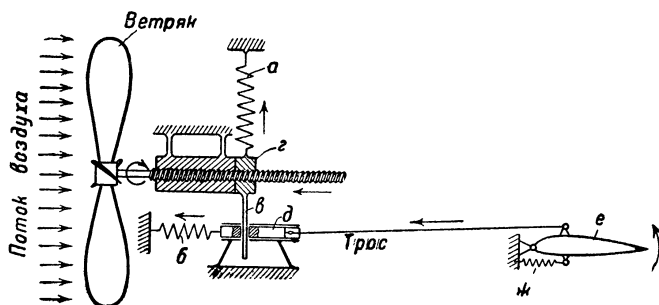


Фиг. 1.

того как она совсем вывернется из муфты, последняя, будучи свободной, под влиянием пружины *a* переместится, удалив тем самым иглу *в*, сдерживающую пружину *б* от сокращения, из поршенька *д*. Сократившаяся пружина заставит изменить угол наклона соответствующих руле-

вых поверхностей. Подобная схема весьма проста и легка по весу, так что ею можно снабдить модель планера размахом даже в 1,2—1,3 м. Авиамodelист, который будет строить и пускать летающие модели планеров для исследовательских целей, пополнит, во-первых, свои знания и сможет, во-вторых, принести реальную пользу авиатехнике.

Модель планера может служить хорошим учебным пособием при изучении планирующего и парящего полета в планерных школах, авиавузах, для демонстрации на лекциях и пр. Очень интересно было бы построить летающую модель планера, управляемую по радио



Фиг. 2.

с двухместного планера. При размахе крыла в 4—5 м и радиусе действия управления в 1 км подобное устройство можно было бы использовать для „нащупывания“ восходящих потоков.

Модель планера можно использовать и в качестве мишени при стрельбах зенитной артиллерии.

По моделям планеров до сего времени руководящей литературы не было, но необходимость в ней давно уже назрела. Эта книга и является первой попыткой восполнить этот пробел и дать квалифицированному моделисту необходимый материал.

Ниже мы даем таблицу достижений по моделям планеров в СССР, США и Германии.

Достижения по моделям планеров на 1 января 1936 г.

Страны	Из рук с земли		Высотный старт		Примечание
	Дальность	Продолжительность	Дальность	Продолжительность	
СССР	12 250 м	1 час 05 сек. Краснодар 1935 г.	21 км. Бреднев Аз.-Черн. край	15 мин. 10 сек. Зинченко Москва 1935	
США	—	—	—	23 мин. 13 сек. Р. Файль Акрон, июнь 1934	Старт проводился буксировкой* на нитке до высоты 60 м.
Германия	13 500 м Бессер 1935 г.	12 мин. 35 сек. 1934 г.	19 500 м Мантель 1935 г.	40 мин. 22 сек. Лангер 1935 г.	

Глава I

НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ АЭРОДИНАМИКИ

Для того чтобы все последующие рассуждения были ясны и понятны, вспомним основы аэродинамики ¹.

Если тело какой-либо формы передвигается в воздухе с известной скоростью, то на тело будет действовать сила сопротивления воздуха, которая будет зависеть от плотности воздуха, от размеров тела, от скорости движения тела относительно воздуха и от формы тела. Эта зависимость выражается формулой

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x. \quad (1)$$

В этой формуле:

ρ — плотность воздуха,

S — наибольшая площадь сечения, перпендикулярного к направлению движения, в m^2 ,

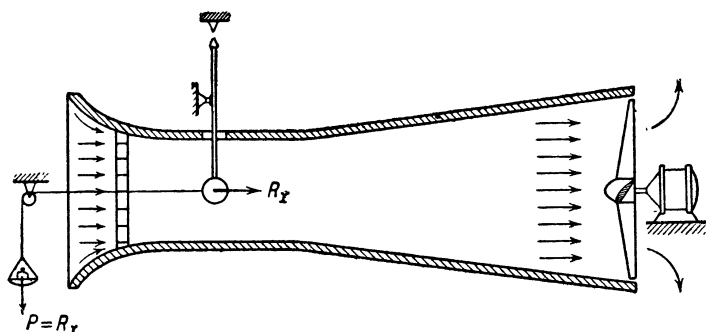
V — скорость движения в $m/сек$,

C_x — коэффициент, характеризующий силу сопротивления с точки зрения формы тела.

Если мы захотим подсчитать, какая сила сопротивления будет действовать на деталь самолета, планера или модели, то увидим, что все величины, входящие в выражение для R_x , нам известны, кроме C_x . В самом деле, размеры детали нам известны, следовательно определим S . Скорость полета V нам задана; плотность воздуха ρ — известна; что же касается коэффициента C_x , то его обычно определяют в аэродинамических трубах из продувки.

¹ Аэродинамика есть наука о силах, возникающих при движении в воздухе.

В аэродинамической трубе (фиг. 3) закрепляют ту или иную деталь самолета и подвергают ее воздействию потока воздуха. На весах, схематически показанных на фиг. 3, замеряется сила сопротивления воздуха R_x . Плотность воздуха определяется в зависимости от температуры и давления воздуха и обычно у земли равна $0,125 \frac{\text{кг/сек}^2}{\text{м}^3}$. Площадь S измеряется непосредственно на детали. Скорость потока V измеряется специальными приборами. Все величины, кроме C_x , являются извест-



Фиг. 3.

ными. В результате продувки в трубе мы можем определить C_x продутной детали:

$$C_x = \frac{R_x}{\rho \cdot S \cdot V^2}.$$

Определенные таким образом C_x для ряда деталей самолета и геометрических тел даны в „Приложениях“ (табл. 1). Из этой таблицы видно, что наименьший C_x имеет тело каплеобразной формы. Отсюда делаем вывод, что всем деталям летательных аппаратов, подверженным воздействию воздушного потока, надлежит придавать для уменьшения лобового сопротивления именно такую форму (исключение представляет собой купол парашюта, где взято тело с наибольшим C_x для увеличения силы сопротивления, что и дает медленный спуск).

Если в воздухе мы будем продвигать крыльевую поверхность, то на нее воздух окажет давление. Силу этого давления R (фиг. 4) можно разложить на подъемную силу R_y и на силу лобового сопротивления R_x . Подъемная сила R_y выражается формулой:

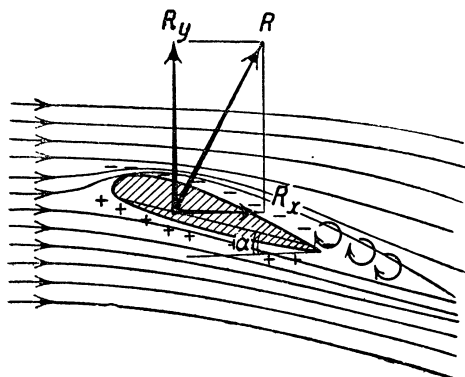
$$R_y = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y; \quad (2)$$

лобовое сопротивление R_x выражается формулой:

$$R_x = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x. \quad (2a)$$

В этих формулах:

- ρ — плотность воздуха;
- S — площадь крыла в m^2 ;
- V^2 — скорость полета в m/sec ;
- C_y — коэффициент подъемной силы крыла;
- C_x — коэффициент лобового сопротивления крыла.

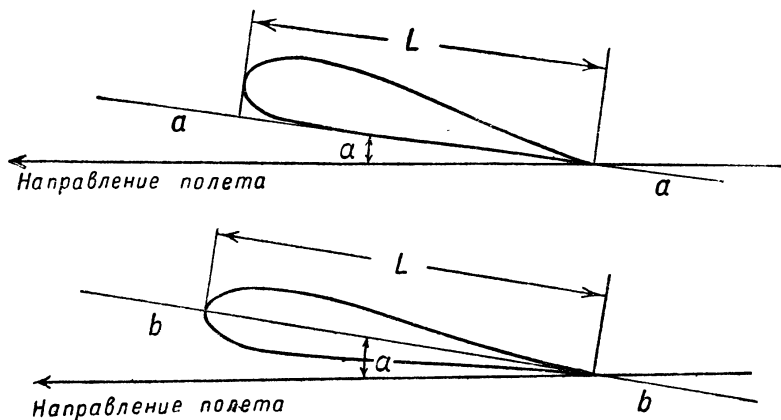


Фиг. 4.

Коэффициенты C_y и C_x зависят в основном от формы профиля крылевой поверхности и от положения профиля относительно скорости полета (или направления потока при неподвижном крыле). Положение профиля относительно скорости полета фиксируется „углом атаки“ крыла. Для того чтобы уяснить себе понятие угла атаки, познакомимся с „хордой крыла“.

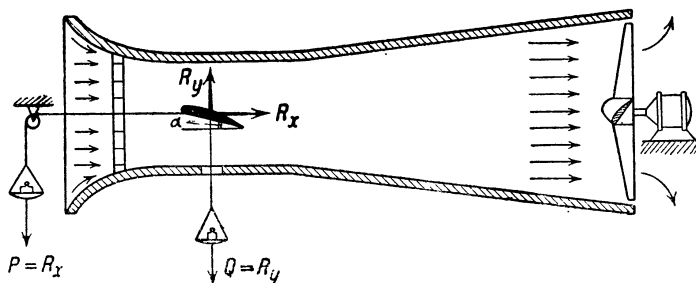
Хорда крыла — это прямая, касательная к нижней части профиля; когда же форма профиля такова, что

имеет выпуклость снизу, то хорду проводят через самую переднюю и самую заднюю точки профиля; в первом случае будет „внешняя хорда“, во втором — „внутренняя хорда“ (фиг. 5).



Фиг. 5.

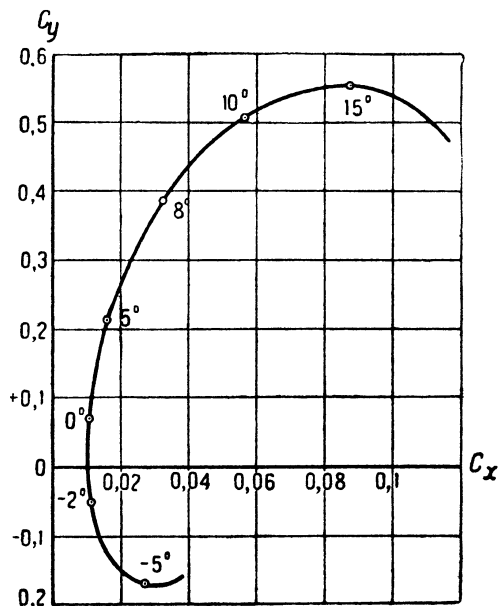
Углом атаки (α) называется угол, образованный хордой профиля и направлением полета.



Фиг. 6.

Для определения подъемной силы и лобового сопротивления крыла на разных углах атаки конструктору самолета или летающей модели необходимо иметь значения C_y и C_x в зависимости от углов атаки для выбран-

ного профиля крыла. Для этого в аэродинамических трубах продуваются крылья с профилями разных форм, причем каждое крыло продувается под разными углами атаки (в среднем на углах атаки от -5° до $+18^\circ$) (фиг. 6). На каждом угле атаки на весах замеряется подъемная сила крыла R_y и его лобовое сопротивление R_x . По известной плотности воздуха ρ , по измеренной на

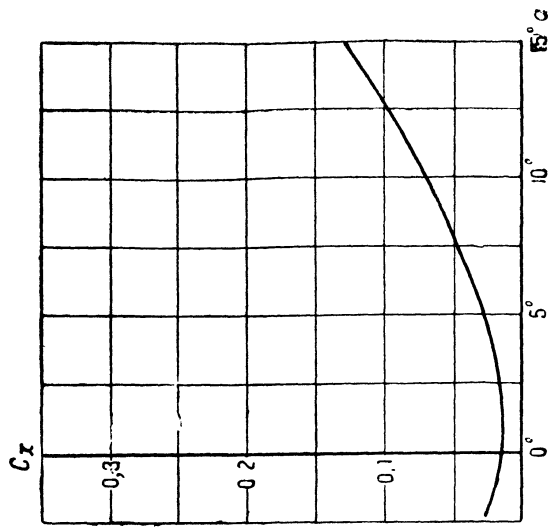
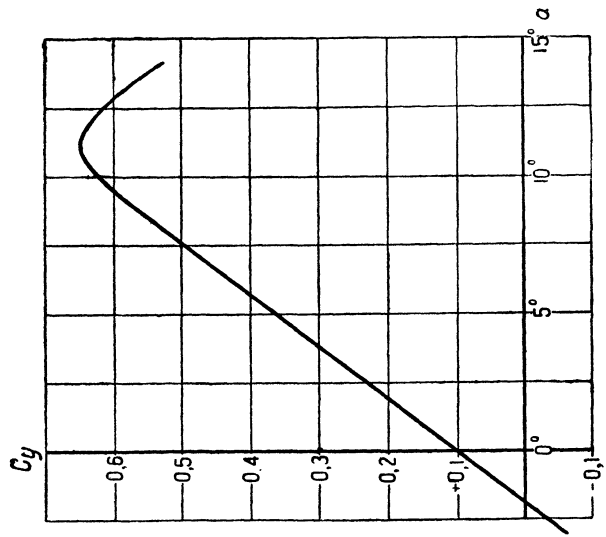


Фиг. 7.

модели площади крыла S и по определенной на приборах скорости воздуха V находим для каждого угла атаки коэффициенты C_y и C_x :

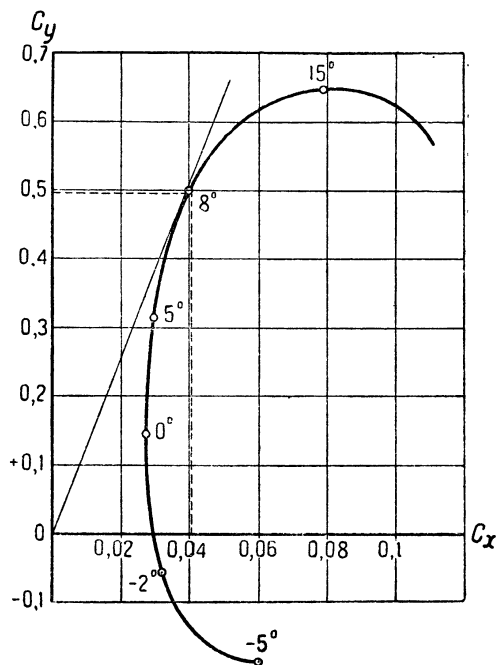
$$C_x = \frac{R_x}{\rho \cdot S_{\text{кр}} V^2}; \quad C_y = \frac{R_y}{\rho \cdot S_{\text{кр}} V^2}.$$

Полученные таким образом C_x и C_y наносятся на клетчатую бумагу. На горизонтальной оси откладываются C_x , на вертикальной C_y (фиг. 7); каждая точка, полученная на этом графике, соответствует определенному углу



Фиг. 8.

атаки, который около нее и помечается; точки соединяются плавной кривой. Эта кривая — поляра Лилиенталя. Иной раз бывает удобнее изображать коэффициенты C_x и C_y каждый в зависимости от углов атаки. Тогда C_y на углах от 2° до $12-14^\circ$ изобразится в виде прямой (фиг. 8). C_x в зависимости от углов атаки изображен на правой части того же рисунка.



Фиг. 9.

Нам безусловно выгодно уменьшать силу лобового сопротивления и увеличивать подъемную силу; следовательно есть смысл располагать крыло под таким углом атаки, когда отношение

$$\frac{R_y}{R_x} = \frac{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_y}{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x} = \frac{C_y}{C_x}$$

наибольшее.